JSST
Journal of Space Science & Technology

10.22034/JSST.2021.1251

Vol. 14/ Issue 3/ 2021 (No. 48)
pp. 39-50

Research Paper

Applying a Novel Comprehensive Preference-based Design (CPD) Approach to Conceptual Design of Space Transportation System

Hojat Taei[1]*, Mahmood Haghighat Esfahani[2] and Sajjad Yadegari Dehkordi[3]

1, 2. Department of Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*** taei@mut.ac.ir**

In this paper, a novel Comprehensive Preference-based Design (CPD) approach is presented which attempts to achieve subjective attributes that are defined in the concept of maximization of designer/customer's satisfaction in addition to objective goals which are formulated in the form of minimization of a performance criterion in a two-phase structure using two nested optimizers. In the first phase of CPD, using the concept of satisfaction, the subjective preferences of the designer/customer are defined in terms of fuzzy relationships and operators. Whereas the results of this phase are inaccurate, in the second phase, it is attempted to define a performance criterion and in order to achieve an optimal operational plan, attitude parameters and the compromises needed to meet the designer/customer's preferences are implemented. The methodology is utilized to design of a space launch vehicle for delivering 1200 kg payload to a 750 km orbit. Comparison of the results shows that despite the higher mass of launch vehicle designed by CPD, overall design satisfaction is higher and designer/customer's preferences have been satisfied.

Keywords: Comprehensive Preference-based Design (CPD), Space transportation system, performance criterion, Satisfaction, Fuzzy logic, Optimization

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. M.Sc.
3. Ph.D.Candidate

Received: 2019.12.15/Accepted: 2021.01.12 / Publish Online: 2021.10.01/ Online ISSN: 2423-4516 / Print ISSN: 2008-4560

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

دوره ۱۴ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۴۰۰ (شماره پیاپی ۴۷) DOI: 10.22034/JSST.2021.1296
ص. ص . ۵۰- ۳۹

مقاله علمی – پژوهشی

به‌کارگیری یک رویکرد جامع ترجیح محور نوین در طراحی مفهومی سامانه حامل فضایی

حجت طائی[۱]*، محمود حقیقت اصفهانی[۲] و سجاد یادگاری دهکردی[۳]

۱و ۲- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

***taei@mut.ac.ir**

در یک طراحی جامع و دقیق، ایجاد یک زبان مشترک میان موضوعات مختلف مهندسی، درنظر گرفتن علاقه‌مندی و ترجیحات ذهنی طراح/مشتری، رفع نواقص احتمالی روش‌های رایج طراحی و بهره‌گیری کامل از مزایای روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی (MDO)؛ از مهم‌ترین فاکتورها برای دستیابی به نتایج منطقی و منطبق بر واقعیت می‌باشد. در این مقاله، یک رویکرد جامع ترجیح محور طراحی (CPD) ارائه می‌شود که دارای ساختاری دو مرحله‌ای بوده و از دو بهینه‌ساز تودرتو بهره می‌برد. این رهیافت در تلاش است شاخص‌های انتزاعی را که در قالب بیشینه‌سازی مفهوم رضایت طراح/ مشتری بیان می‌شوند، در کنار اهداف عملیاتی که در قالب کمینه‌سازی یک معیار کارایی فرمول‌بندی می‌شود؛ تامین نماید. در مرحله اول روش CPD، با بهره‌گیری از مفهوم رضایت، ترجیحات ذهنی طراح/ مشتری در قالب روابط فازی به‌شکل شاخص‌های الزامی و آرمانی تعریف می‌گردند. از آن‌جایی که نتایج حاصل از این مرحله، غیردقیق هستند؛در مرحله دوم تلاش می‌شودتا با تعریف یک معیار کارایی (کمینه‌سازی جرم کل سامانه) و تبیین پارامترهای نگرش، مصالحه‌های لازم در جهت برآورده ساختن ترجیحات طراح/ مشتری به‌منظور دستیابی به یک طرح عملیاتی بهینه انجام پذیرد. روش مذکور در طراحی یک حامل فضایی با پیشران مایع برای ارسال محموله ۱۲۰۰ کیلوگرمی به مدار دایروی ۷۵۰ کیلومتری و شیب مداری ۵۰/۷ درجه پیاده‌سازی شده است. برای ارزیابی پاسخ‌های روش CPD، فرآیند طراحی حامل فضایی با استفاده از رویکرد MDO و چارچوب همه‌باهم (AAO) نیز انجام گرفته است. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که به‌رغم بیشتر بودن جرم حامل طراحی شده به روش CPD، رضایت سراسری این طرح بیشتر بوده و ترجیحات طراح/ مشتری ارضا شده‌اند.

واژه‌های کلیدی: طراحی جامع ترجیح محور، حامل فضایی، معیار کارایی، رضایت، منطق فازی، بهینه‌سازی

علائم و اختصارات

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی	Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
روش همه در یک زمان	All At Once (AAO)
	؟؟؟(CPD)
متغیر طراحی	$\boldsymbol{X_i}$
شاخص طراحی	$\boldsymbol{A_i}$
رضایت شاخص آرمانی	$\boldsymbol{d_i(X)}$
قید مساوی	$\boldsymbol{h_k(X)}$
قید نامساوی	$\boldsymbol{g_l(X)}$

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. دانشجوی کارشناسی ارشد
۳.دانشجوی دکتری

دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۹/۲۴ ، پذیرش مقاله: ۱۳۹۹/۱۰/۲۳ / چاپ الکترونیکی: ۱۴۰۰/۰۷/۰۱/ شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳ / شاپای چاپی: ۴۵۱۶-۲۰۰۸

مقدمه

از نگاه مهندسی، سیستم پیچیده به سامانه‌ای گفته می‌شود که دارای ارتباطات گوناگون و چندگانه میان اجزا و المان‌های خود باشد و موضوعات زیادی در طراحی و ساخت آن دخیل شوند. چنین مجموعه‌هایی را با نام سیستم‌های چندموضوعی نیز می‌شناسند که محصولات هوافضایی از جمله سامانه‌های ماهواره‌بر، نمونه‌ای از آن است [۱]. تاکنون رهیافت‌های مختلفی برای طراحی مفهومی سیستم‌های پیچیده یا چند موضوعی ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به روش‌های کلاسیک بر پایه مهندسی سیستم، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی (MDO) و ... اشاره کرد. روش‌های کلاسیک مبتنی بر ارائهٔ دقیق ارتباطات بین زیرسیستم‌ها، شناسایی پارامترهای مؤثر و بیان ریاضی معادلات طراحی به‌منظور ارضای خواسته‌های مأموریتی (از منظر طراح/ مشتری) هستند. در این روش‌ها که با عنوان مهندسی سیستم شناخته می‌شوند، سرطراح و طراحان زیرسیستم‌ها نقشی کلیدی در فرآیند طراحی ایفا می‌کنند. لذا می‌توان روش‌های کلاسیک را سازمان یافته و دارای تکرارهای متوالی دانست که به‌شدت بر تجربه و دانش مهندسان استوار بوده و به مفروضات اولیه وابسته هستند [۲]. در این حوزه، میرشمس و همکاران به توسعه نرم‌افزاری برای طراحی مفهومی موشک حامل سوخت مایع چندمرحله‌ای با هدف کمینه کردن هزینه (چه از نظر نیروی انسانی و چه از نظر زمانی) پرداخته‌اند [۳]. اولاه[4] و همکاران نیز با استفاده از روابط ریاضی حاکم بر طراحی سامانه‌های ماهواره‌بر در فازهای تصمیم‌سازی و طراحی مفهومی، به توسعه رهیافتی نوین بر پایه مفاهیم مهندسی سیستم و روش ماتریس مورفولوژیکی جهت ارزیابی چندشاخصی طرح‌های کلی ماهواره‌بر پرداخته‌اند [۴].

از آن‌جا که روش‌های طراحی کلاسیک غالباً بر روی تفکیک سیستم به زیرسیستم‌های مختلف تکیه دارند [۵]؛ هزینه‌های طراحی در آن‌ها افزایش یافته و از سوی دیگر، نتایج به‌دست آمده نیز بهترین نتایج نیستند. با پیچیده شدن سیستم‌ها و پیشرفت‌های چشمگیر در زمینه پردازش‌های کامپیوتر پایه، روش‌های بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی (MDO) ارائه شدند. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی مجموعه‌ای از متدولوژی‌های طراحی سیستم است که تاثیر متقابل چندین حوزه مهندسی را به‌طور همزمان در نظر می‌گیرد تا جواب‌های بهتر و اثربخش‌تری را در حین طراحی یک سیستم پیچیده ارائه نماید [۶]. لذا در این رویکرد، علاوه بر ارضای خواسته‌های مأموریتی، بهینه بودن طرح نهایی نیز اهمیت دارد. داپونت و همکاران روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را برای بیشینه ساختن کارایی یک ماهواره‌بر (قرارگیری حداکثر جرم در مدار نهایی) و حداقل کردن هزینه، مادامی که قیود فنی، مأموریتی و معماری اجابت شوند، به‌کار گرفته‌اند [۷]. مقایسه طراحی یک سامانه حامل فضایی به دو روش بهینه مشارکتی و بهینه مقاوم مشارکتی با رویکرد چند هدفی در پژوهش میرشمس و همکاران انجام شده است [۸]. نتایج این پژوهش نشان داد که درنظر گرفتن عدم قطعیت‌های موجود در فرایند، سبب مقاوم شدن طرح نهایی و به تبع آن، افزایش جرم سامانه خواهد شد.

مقایسه روش‌های کلاسیک طراحی و متدولوژی‌های مبتنی بر بهینه‌سازی چندموضوعی، در پژوهش هاشمی دولابی و همکاران انجام شده است [۹]. نتایج این تحقیق که در حوزه طراحی مفهومی ماهواره‌بر سبک سوخت مایع است، نشان می‌دهد که چنانچه از جواب طراحی‌های کلاسیک مبتنی بر روش آماری به‌عنوان نقطه شروع در بهینه‌سازی چندموضوعی با چارچوب AAO و بهینه‌ساز گرادیانی استفاده شود، می‌توان به بهینه سراسری دست یافت.

تنوع چارچوب‌های موجود برای MDO و عدم ارائه یک استراتژی کلان برای انتخاب یک چارچوب مناسب برای یک مسئله طراحی خاص، عدم امکان پیاده‌سازی و توسعه آن برای کلیه مسائل [۱۰]، نیاز به وجود متخصصان در موضوعات مختلف با تسلط بر مفاهیم MDO به‌منظور ایجاد یک زبان مشترک طراحی و ... از نواقص این رهیافت هستند. همچنین باید گفت، نتایج حاصل از بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی زمانی ارزش و قوام بیشتری خواهند داشت که شاخص‌های انتزاعی[5] (که به واسطه ترجیحات طراح/ مشتری ایجاد می‌شوند) نیز در کنار اهداف عینی[6] (که به‌واسطه الزامات مأموریتی تعریف شده و در قالب توابع ریاضی صریح بیان می‌شوند) در فرمول‌بندی مسئله لحاظ شوند.

به‌منظور ایجاد یک زبان مشترک میان موضوعات مختلف مهندسی، رفع نواقص احتمالی روش‌های رایج طراحی و بهره‌گیری کامل از مزایای روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی چندموضوعی، ارائه یک رویکرد جامع ترجیح‌محور به‌عنوان موضوع اصلی این پژوهش قرار گرفته و با استفاده از آن، به روند طراحی یک سامانه حامل فضایی به‌عنوان یک سیستم پیچیده پرداخته می‌شود. ایده اولیه این رویکرد، از روش‌های طراحی تقریبی[7] گرفته شده است. نخستین کاربردهای چنین رهیافت‌هایی توسط امامی و چابرا در قالب تدوین روش طراحی همزمان کل‌نگر برای توسعه ربات‌های آزمایشگاهی بوده که در انجام آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه به‌کار گرفته می‌شوند [۱۱، ۱۲].

4. Ullah

5. Subjective Attributes
6. Objective Goals
7. Method of Imprecision

با این توضیحات، در بخش بعدی به ارائه روندنمای تدوین شده برای رویکرد جامع ترجیح‌محور پرداخته می‌شود. سپس ساختار چندموضوعی طراحی سامانه حامل فضایی تشریح می‌شود. در بخش بعد، نتایج حاصل از پیاده‌سازی رویکرد جامع ترجیح محور در طراحی این سامانه و مقایسه آن با نتایج حاصل از طراحی با رویکرد MDO ارائه می‌شود.

توصیف رویکرد طراحی جامع ترجیح محور

همان‌طور که پیش از این نیز گفته شد، رویکرد ترجیح محور تلاش دارد تا از یک سو شاخص‌های انتزاعی که در قالب مفاهیمی از قبیل رضایت و یا علاقه‌مندی طراح/مشتری بیان می‌گردند را در کنار اهداف عملیاتی که در قالب فاکتورهایی نظیر وزن کل، هزینه، مصرف انرژی یا ... فرمول‌بندی می‌شوند، ارضا نماید. لذا این روش‌ساختاری دو مرحله‌ای داشته و از دو بهینه‌ساز متاهیوریستیک تو در تو استفاده می‌کند.

از آنجا که شاخص‌های انتزاعی طراح/ مشتری نوعا در قالب روابط کلامی بیان[8] می‌شوند، در سطح اول این روش از ابزارهای منطق فازی نظیر توابع تعلق و ادات و روابط پارامتری (مانند اشتراک و اجتماع) بهره گرفته می‌شود. در این مرحله، تابع هدف به‌صورت رضایت سراسری طراح/مشتری بیان می‌گردد که بیشینه شدن آن مدنظر است. از آنجا که نتایج حاصل از این مرحله، غیردقیق هستند (اصولا نتایج حاصل از این مرحله در قالب متدولوژی‌های تقریبی نظیر تصمیم‌سازی[9] یا برنامه‌ریزی هدف[10] نیز دیده می‌شوند)، در مرحله دوم تلاش می‌شود تا از یک معیار کارایی[11] (مانند کمینه کردن جرم کل سامانه) در قالب روابط صریح ریاضی بهره گرفته شود. این معیار که در قالب روابط صریح ریاضی بیان شده و از مدلسازی‌های ریاضی طراحی حامل فضایی استخراج می‌شوند، برای ایجاد مصالحه‌های لازم در ترجیحات طراح/مشتری به‌منظور رسیدن به یک طرح عملیاتی بهینه استفاده می‌گردد.

در مرحله اول روش جامع ترجیح محور، با متغیرهای طراحی $X \equiv [X_1, \dots, X_J]^T \in \mathbb{R}^J$ و شاخص‌های طراحی $\boldsymbol{A} \equiv [A_1, \dots, A_N]^T \in \mathbb{R}^N, (N = I + L + K)$ سروکار داریم. هم‌چنین محدوده تغییرات متغیرها را با عنوان دسترسی‌های مجاز طراحی[12] $D \equiv D_1 \times \dots \times D_J$ می‌شناسیم که در آن $D_j \subset \mathbb{R}, (j = 1, \dots, J)$ برای هر شاخص طراحی A_i، نگاشتی فازی به صورت $F_i: \mathbb{R}^J \to \mathbb{R}$ وجود دارد که بردار حالت طراحی $\boldsymbol{X}$ را به شاخص طراحی $A_i = F_i(\boldsymbol{X}), (i = 1, \dots, N)$ مرتبط می‌نماید.

به‌منظور لحاظ‌کردن ترجیحات طراح/مشتری برای هر یک از متغیرهاو شاخص‌های طراحی پارامتری به‌نام *رضایت*[13] تعریف می‌گردد. رضایت (μ) نگاشتی به‌صورت $\mu: Y \to [0 \quad 1]$ بوده که در آن Y مجموعه‌ای از متغیرها یا شاخص‌های طراحی هستند که بر پایه الزامات طراحی شکل گرفته‌اند. عدد یک مربوط به حالت ایده‌آل (بیشترین حد رضایت) و عدد صفر مربوط به عدم رضایت‌مندی (کمترین حد رضایت) است.

از آن‌جا که الزامات طراحی غالبا به دو شکل مطالبات[14] و تمایلات[15] بیان می‌شوند، شاخص‌های طراحی در روش CPD نیز متعاقبا در دو شاخه با عناوین شاخص‌های الزامی[16] و شاخص‌های آرمانی[17] تعریف می‌شوند.

یک شاخص طراحی الزامی به مطالبه‌ای از طراح/ مشتری برمی‌گردد که حتما باید ارضا شود، یعنی الزام طراحی متناظر آن باید قطعا اجرا گردد. در مقابل، یک شاخص طراحی آرمانی به تمایلی از طراح/مشتری برمی‌گردد که تا حد ممکن باید صورت پذیرد؛ به‌گونه‌ای که اجرای آن، شاخصی از شاخص‌های الزامی را نقض نکند. به‌عنوان مثال، در طراحی یک سامانه حامل فضایی دو مرحله‌ای، کمتر نبودن قطر مرحله اول نسبت قطر مرحله دوم یک شاخص الزامی و کمینه بودن اختلاف قطرها، یک شاخص آرمانی است.

از آنجا که معمولا طراحان/مشتریان تمایل دارند که الزامات موردنظر خود را به‌صورت کلامی بیان کنند، در این مرحله رضایت‌ها می‌توانند به‌صورت توابع تعلق[18] فازی در فضای متغیرها و شاخص‌های طراحی تعریف شوند و متعاقباً رابطهای مناسب فازی[19] جهت تجمیع[20] رضایت‌ها به‌کار گرفته شوند. در نتیجه می‌توان گفت که در مرحله اول روش CPD، $\boldsymbol{X}^*$، بیشترین رضایت سراسری[21] را دارد. بدیهی است که رضایت سراسری، تجمیع رضایت شاخص‌های الزامی، آرمانی و متغیرهای طراحی با استفاده از رابطهای مناسب فازی می‌باشد [۱۱]. با این توضیحات، تعاریف زیر را ارائه می‌دهیم:

نگاشت‌های $x_i: \mathbb{R} \to [0 \quad 1]$ به‌ترتیب برای متغیر طراحی X_i یا شاخص طراحی A_i، رضایت خوانده می‌شود اگر برای هر دو مقدار مختلف $X_{i1}, X_{i2} \in \mathbb{R}$ یا دو حالت مختلف از متغیرهای طراحی $\boldsymbol{X}_1, \boldsymbol{X}_2 \in \mathbb{R}^J$ داشته باشیم:

8. Linguistic
9. Decision Making
10. Goal Programing
11. Performance Criteria
12. Design Availabilities

13. Satisfaction
14. Demands (Exactions)
15. Desires (Inclinations)
16. Essential Attributes
17. Desired Attributes
18. Membership Functions
19. Fuzzy Connectives
20. Aggregation
21. Overall Satisfaction

$$\begin{aligned}&[x_i(X_{i1}) > x_i(X_{i2})] \Leftrightarrow [X_{i1} \succ X_{i2}],\\&[x_i(X_{i1}) = x_i(X_{i2})] \Leftrightarrow [X_{i1} \approx X_{i2}]\\&\left[\mu_{A_i} \circ F_i(\boldsymbol{X}_1) > \mu_{A_i} \circ F_i(\boldsymbol{X}_2)\right] \Leftrightarrow [F_i(\boldsymbol{X}_1) \succ F_i\boldsymbol{X}_2,\\&\left[\mu_{A_i} \circ F_i(\boldsymbol{X}_1) = \mu_{A_i} \circ F_i(\boldsymbol{X}_2)\right] \Leftrightarrow [F_i(\boldsymbol{X}_1) \approx F_i\boldsymbol{X}_2\end{aligned} \quad (۱)$$

که در روابط بالا $(\boldsymbol{X_i})(i = 1, \dots, J)$ x: رضایت متغیر X_i، μ_{A_i} رضایت متناظر با شاخص طراحی A_i، علامت‌های $\succ$ و $\approx$ به‌ترتیب معرف «ترجیح قطعی» و «ترجیح مشابه» و علامت $\circ$ نیز معرف اپراتور ترکیب است.

برای حالت طراحی $\boldsymbol{X}$، رضایت سراسری یک معیار کلی جهت اندازه‌گیری میزان حصول الزامات در طول فرایند طراحی است. این معیار از تجمیع رضایت شاخص‌های الزامی، آرامانی و متغیرهای طراحی با استفاده از رابطهای مناسب فازی به‌دست می‌آید [۱۳].

برای تجمیع رضایت شاخص‌های الزامی، استفاده از رابط منطقی «و[۲۲]» مناسب است که به‌وسیله خانواده‌ای از عملگرهای t-norm در منطق فازی اعمال می‌گردد. لذا چنانچه شاخص‌های طراحی الزامی و رضایت‌های آن‌ها به‌صورت $\{(E_i, e_i) : \forall i = 1, \dots, N_E\}$ و رضایت‌های متغیرهای طراحی به‌صورت $\{(X_j, x_j) : \forall j = 1, \dots, J\}$ مفروض باشند، رضایت سراسری الزامی $(\mu_E^{(p)}(\boldsymbol{X}))$ به‌صورت تجمیع رضایت‌های شاخص‌های الزامی و متغیرهای طراحی تعریف می‌گردد و با به‌کارگیری کلاس پارامتریک p از عملگرهای t-norm به‌شکل زیر محاسبه می‌شود (در این رابطه $e_i(X)$ معرف رضایت شاخص الزامی iام است):

$$\begin{aligned}&\mu_E^{(p)}(\boldsymbol{X}) =\\&T^{(p)}\left(e_1(\boldsymbol{X}), \dots, e_{N_E}(\boldsymbol{X}), x_1(X_1), \dots, x_J(X_J)\right),\\&p > 0\end{aligned} \quad (۲)$$

یکی از الزاماتی که در پیاده‌سازی روش CPD بیان شد، توانایی در اعمال نگرش‌ها و تمایلات مشتری/طراح به‌صورت شفاف بود. لذا برای درنظر گرفتن انواع مصالحه‌های امکان‌پذیر می‌توان از شکل کلی عملگرهای s-norm و t-norm فازی معرفی شده در مرجع [۱۳] استفاده کرد، که عبارتند از:

$$\begin{aligned}&S^{(p)}(a_1, \dots, a_n) \equiv [a_1^p + (1 - a_1^p)\\&[a_2^p + (1 - a_2^p)[a_3^p + (1 - a_3^p)\\&\left[\dots [a_{n-2}^p +\right.\\&1-an-2pan-1p+1-an-1panp...]]1p,\end{aligned} \quad (۳)$$

$$\begin{aligned}&p > 0, \quad a_n \in [0 \quad 1]\\&T^{(p)}(a_1, \dots, a_n) \equiv 1 - S^{(p)}\big((1 - a_1), \dots, (1 -\\&an\end{aligned} \quad (۴)$$

پرواضح است که عملگرهای تعریف شده در معادلات (۳) و (۴) عمومیت دارند زیرا:

$$\begin{aligned}&p \to \infty: \begin{cases}T^{(p)} = T_{\min}\\S^{(p)} = S_{\max}\end{cases}\\&p \to 1: \begin{cases}T^{(p)} = T_{\text{prod}}\\S^{(p)} = S_{\text{sum}}\end{cases}\\&p \to 0: \begin{cases}T^{(p)} = T_D\\S^{(p)} = S_D\end{cases}\end{aligned} \quad (۵)$$

با تعریف معادلات (۲) و (۴)، روشن است که تغییر پارامتر p می‌تواند نگرش طراحی را در حوزه تجمیع رضایت متغیرها و شاخص‌های طراحی الزامی کنترل کند.

تجمیع رضایت شاخص‌های آرمانی اندکی تفاوت دارد، زیرا این شاخص‌ها کیفیت طراحی را مشخص می‌کنند و اصولا به‌نحوی انتخاب می‌شوند که برخی از آن‌ها در تقابل با برخی دیگر هستند؛ یعنی افزایش یک دسته از آن‌ها سبب کاهش دسته‌ای دیگر می‌شود و بالعکس.

زیرمجموعه‌ای از شاخص‌های طراحی آرمانی که مجموع تغییرات رضایت آن‌ها به‌ازای ایجاد تغییر بی‌نهایت کوچک بر روی حالت طراحی $\boldsymbol{X}$، بزرگتر یا مساوی صفر باشد؛ شاخص‌های آرمانی شیب‌مثبت (D_X^+) و در مقابل، زیرمجموعه‌ای از شاخص‌های طراحی الزامی که مجموع تغییرات رضایت آن‌ها به‌ازای ایجاد تغییر بی‌نهایت کوچک بر روی حالت طراحی $\boldsymbol{X}$، کوچکتر از صفر باشد؛ شاخص‌های آرمانی شیب‌منفی (D_X^-) نامیده می‌شوند.

$$\left\{D_i \in D : \sum_{j=1}^{J} \frac{\partial d_i}{\partial X_j} \geq 0\right\} \quad (۶)$$

$$\left\{D_i \in D : \sum_{j=1}^{J} \frac{\partial d_i}{\partial X_j} < 0\right\}. \quad (۷)$$

(در این روابط $d_i(X)$، معرف رضایت شاخص آرمانی است). با این تقسیم‌بندی می‌توان گفت که جهت تجمیع شاخص‌های آرمانی شیب‌مثبت یا شیب‌منفی می‌توان از کلاس پارامتریک q از عملگرهای t-norm استفاده کرد. فرم کلی این تجمیع در معادله (۸) آمده است:

$$\mu_{D^{\pm}}^{(q)}(\boldsymbol{X}) = T^{(q)}\left(d_1(\boldsymbol{X}), \dots, d_{N_{D^{\pm}}}(\boldsymbol{X})\right), \quad q > 0 \quad (۸)$$

حال مشابه یک مسئله بهینه‌سازی چندهدفی، لازم است تا مصالحه‌هایی برای تجمیع رضایت‌های متناظر با آن‌ها صورت پذیرد. برای این منظور، جهت محاسبه رضایت سراسری شاخص‌های آرمانی $(\mu_D^{(q,\alpha)}(\boldsymbol{X}))$ از کلاس پارامتریک α از عملگر میانه که به‌نوعی طبیعتی میانگین‌محور و جبرانی دارد، استفاده می‌کنیم:

$$\begin{aligned}&\mu_D^{(q,\alpha)}(\boldsymbol{X}) =\\&\left\{0.5\left[\left(\mu_{D^+}^{(q)}(\boldsymbol{X})\right)^{\alpha} + \left(\mu_{D^-}^{(q)}(\boldsymbol{X})\right)^{\alpha}\right]\right\}^{1/\alpha}, \alpha \in \mathbb{R}\end{aligned} \quad (۹)$$

22. AND

در منطق فازی، مفهوم برخی از رابطها می‌تواند نه به‌طور خالص «یا» (یعنی s-norm) و نه به‌طور خالص «و» (یعنی t-norm) باشد. چنین رابطهایی معمولا با نام عملگرهای میانه شناخته می‌شوند. به‌طور مثال یک عملگر پارامتریک در این کلاس، عملگر میانه تعمیم‌یافته بوده که توسط یاگر[۲۳] و فیلو[۲۴] پیشنهاد شده است:

$$G^{(p)}(a_1,\dots,a_n)\equiv\left(\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}a_i^{\alpha}\right)^{1/\alpha},\quad \alpha\in\mathbb{R} \qquad (۱۰)$$

با بررسی معادله (۱۰) مشخص می‌شود که این رابط برحسب تغییر پارامتر α به‌طور یکنواخت بین $T_{\min}$ و $S_{\max}$ تغییر می‌کند؛ زیرا:

$$\begin{aligned}\alpha\to-\infty:&\quad G^{(\alpha)}\to T_{\min}\\ \alpha\to+\infty:&\quad G^{(\alpha)}\to S_{\max}\end{aligned} \qquad (۱۱)$$

پرواضح است که در این‌جا نیز همچون تجمیع شاخص‌های الزامی، پارامترهای α و q، محدوده وسیعی را برای اعمال نگرش‌های مختلف طراح/مشتری باز می‌کنند.

تجمیع رضایت همه شاخص‌های آرمانی را می‌توان به‌عنوان یک شاخص الزامی دانست، بدان معنی که این شاخص نیز باید در کنار سایر شاخص‌های الزامی بدون هیچ‌گونه مصالحه‌ای ارضا گردد. به‌عبارت دیگر، این حالت در یک پروسه طراحی قابل قبول نیست که رضایت سراسری صفر نباشد، ولی تجمیع رضایت شاخص‌های آرمانی صفر باشد [۱۲]. لذا رضایت سراسری ($\mu^{(p,q,\alpha)}(\boldsymbol{X})$) نیز به‌وسیله تجمیع رضایت‌های کلی شاخص‌های الزامی و آرمانی با استفاده از کلاس پارامتریک p از عملگرهای t-norm محاسبه می‌شود:

$$\mu^{(p,q,\alpha)}(\boldsymbol{X})=T^{(p)}\left(\mu_E^{(p)}(\boldsymbol{X}),\mu_D^{(q,\alpha)}(\boldsymbol{X})\right) \qquad (۱۲)$$

تغییرات پارامترهای p,q,α می‌تواند انواع مصالحه‌های ممکن یا به‌عبارت دیگر، نگرش‌های طراحی را در مسئله اعمال نماید. از این رو مسئله بهینه‌سازی مرحله اول روش CPD به‌شکل زیر می‌باشد.

$$\begin{aligned}&\text{Maximize}\,\mu^{(p,q,\alpha)}(\boldsymbol{X})=\\ &T^{(p)}\left(\mu_E^{(p)}(\boldsymbol{X}),\mu_D^{(q,\alpha)}(\boldsymbol{X})\right)\end{aligned} \qquad (۱۳)$$

متعاقب این بهینه‌سازی، مجموعه‌ای از انتخاب‌های طراحی رضایت‌بخش (C_s) ایجاد می‌شود که متناسب با نگرش‌ها و اولویت‌های مشتری/طراح هستند. این مجموعه می‌تواند به فرم معادله (۱۴) بیان شود:

$$C_s\equiv\{\boldsymbol{X}_s(p,q,\alpha):\ p,q>0;\ \alpha\in\mathbb{R}\} \qquad (۱۴)$$

آن‌چه در انتهای فاز اول روش CPD به‌دست می‌آید، مجموعه‌ای از انتخاب‌های طراحی است که تابعی از توابع تعلق و پارامترهای نگرشی تجمیع وابسته است. با این حال روش CPD تلاش دارد تا با استفاده از تعریف فاکتوری با نام معیار کارایی که مبتنی بر روابط صریح ریاضی طراحی است و عملکرد کلی سیستم را به‌صورت عددی بیان می‌نماید؛ نقطه طراحی نهایی را بیابد.

در حقیقت، معیار کارایی علاوه بر مشخص کردن رفتار کلی سیستم در حالت‌های مختلف طراحی، طراح را در تنظیم پارامترهای نگرشی (p,q,α) و انتخاب اولویت طراحی بر اساس عملکرد فیزیکی سیستم کمک می‌نماید. به‌عنوان مثال، چنانچه جرم کل ($\mathcal{W}$) سیستم به‌عنوان معیار کارایی انتخاب شود؛ زمانی که این مقدار نسبت به پارامترهای نگرشی به مینیمم خود می‌رسد، بهترین طراحی از مجموعه C_s پیدا شده است.

$$\mathcal{W}(\boldsymbol{X}^*)=min_{\boldsymbol{X}_s\in C_s}\mathcal{W}(\boldsymbol{X}_s;\ p,q,\alpha) \qquad (۱۵)$$

لذا مسئله بهینه‌سازی در مرحله دوم روش CPD بدین صورت تعریف می‌گردد:

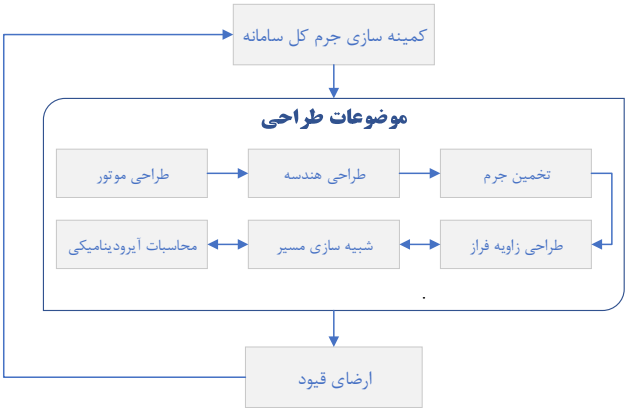
$$\begin{aligned}Minimize\quad & \mathcal{W}(\boldsymbol{X^0},p,q,\alpha)\\ Subject\ to\quad & g_l(\boldsymbol{X})\le 0\\ & h_k(\boldsymbol{X})=0\\ & (p,q,\alpha)^{min}<p,q,\alpha<(p,q,\alpha)^{max}\end{aligned} \qquad (۱۶)$$

که در آن $g_l(\boldsymbol{X})$ و $h_k(\boldsymbol{X})$ به‌ترتیب قیود نامساوی و مساوی در فرآیند بهینه‌سازی فاز دوم می‌باشند. در بخش بعدی، روابط ریاضی حاکم بر طراحی یک سیستم حامل فضایی که در فاز دوم روش CPD مورد استفاده قرار می‌گیرد، تشریح می‌شود. در این مرحله با ستفاده از متغیرهای طراحی بدست آمده از مرحله اول روش CPD محاسبات لازم برای ارزیابی جرم سامانه به عنوان معیار کارایی انجام می‌پذیرد و با تغییر پارامترهای p,q,α تلاش می‌شود تا مصالحه‌ها به‌گونه‌ای انجام پذیرد که معیار کارایی در سطح دوم (یعنی جرم کل حامل فضایی) کمینه گردد.

چارچوب طراحی حامل فضایی

ساختار طراحی درنظر گرفته شده برای حامل فضایی (که در بخش ارزیابی معیار کارایی روش CPDو نیز در بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی با چارچوب AAOبه‌کار رفته است) در شکل ۱ نمایش داده شده است که در آن جرم نهایی سامانه به‌عنوان خروجی بدست می‌آید. جرم نهایی سامانه از مجموع جرم مخازن سوخت و اکسنده، موتورها، سیستم تغذیه، محافظها، سازه‌های نگه‌دارنده، سیستم فشارگذاری، سازه ضدگردابه، صفحات موج‌گیر، تجهیزات تصفیه سوخت، سازه بین مراحل، تجهیزات سیستم کنترل، سیستم اویونیک، سیستم تولید توان، سیستم هیدرولیک، کابلاژ، سازه اصلی، فیرینگ، محموله، آداپتور و سایر اجزای تشکیل دهنده ماهواره‌بر به‌دست می‌آید. توضیحات تکمیلی در مرجع [۸] موجود است.

23. Yager
24. Filev



شکل ۱- ساختار کلی طراحی حامل فضایی

هدف از ماموریت سامانه حامل فضایی دو مرحله‌ای با پیشران مایع، تزریق محموله ۱۲۰۰ کیلوگرمی به مدار دایروی ۷۵۰ کیلومتری از سطح زمین با شیب مداری ۵۰/۶ و عرض جغرافیایی ۴۸/۶ درجه بدون ارتفاع از سطح دریا پرتاب می‌شود که زیرسیستم‌های آن شامل احتراق، طراحی موتور، طراحی هندسه، تخمین جرم و شبیه‌سازی پرواز است.

ارائه روندنمای طراحی حامل فضایی

مطابق روندنمای رویکرد ترجیح محور طراحی حامل فضایی در شکل ۲، در فاز اول، ابتدا رضایت متغیرهای طراحی با رضایت شاخص‌های الزامی و سپس با رضایت شاخص‌های آرمانی به‌منظور بیشینه‌سازی رضایت سراسری تجمیع می‌شوند. در فاز دوم (بلوک طراحی حامل فضایی)، متغیرهای طراحی محاسبه شده در فاز اول، وارد بلوک طراحی حامل فضایی شده و پس از اعمال در بخش طراحی و ارضای قیود آن، وزن کل حامل فضایی را به عنوان نتیجه اعلام می‌کند. در صورت کمینه شدن وزن حامل، خروجی‌های آن که شامل متغیرهای طراحی محاسبه شده به‌ازای بیشنه شدن رضایت سراسری، کلاس‌های پارامتریک ($\alpha q p$) و رضایت سراسریمی‌باشند، نمایش داده می‌شوند.در غیر این‌صورت (یعنی کمینه نشدن وزن کل حامل) کلاس‌های پارامتریک تغییر کرده و به‌همراه متغیرهای جدید، مجددا در فاز اول محاسبه شده و این فرآیند تا به‌حداقل رسیدن وزن کل حامل فضایی ادامه می‌یابد. با این توضیحات می‌توان الگوریتم پیاده‌سازی CPD در طراحی مفهومی حامل فضایی را به شرح زیر ارائه نمود:

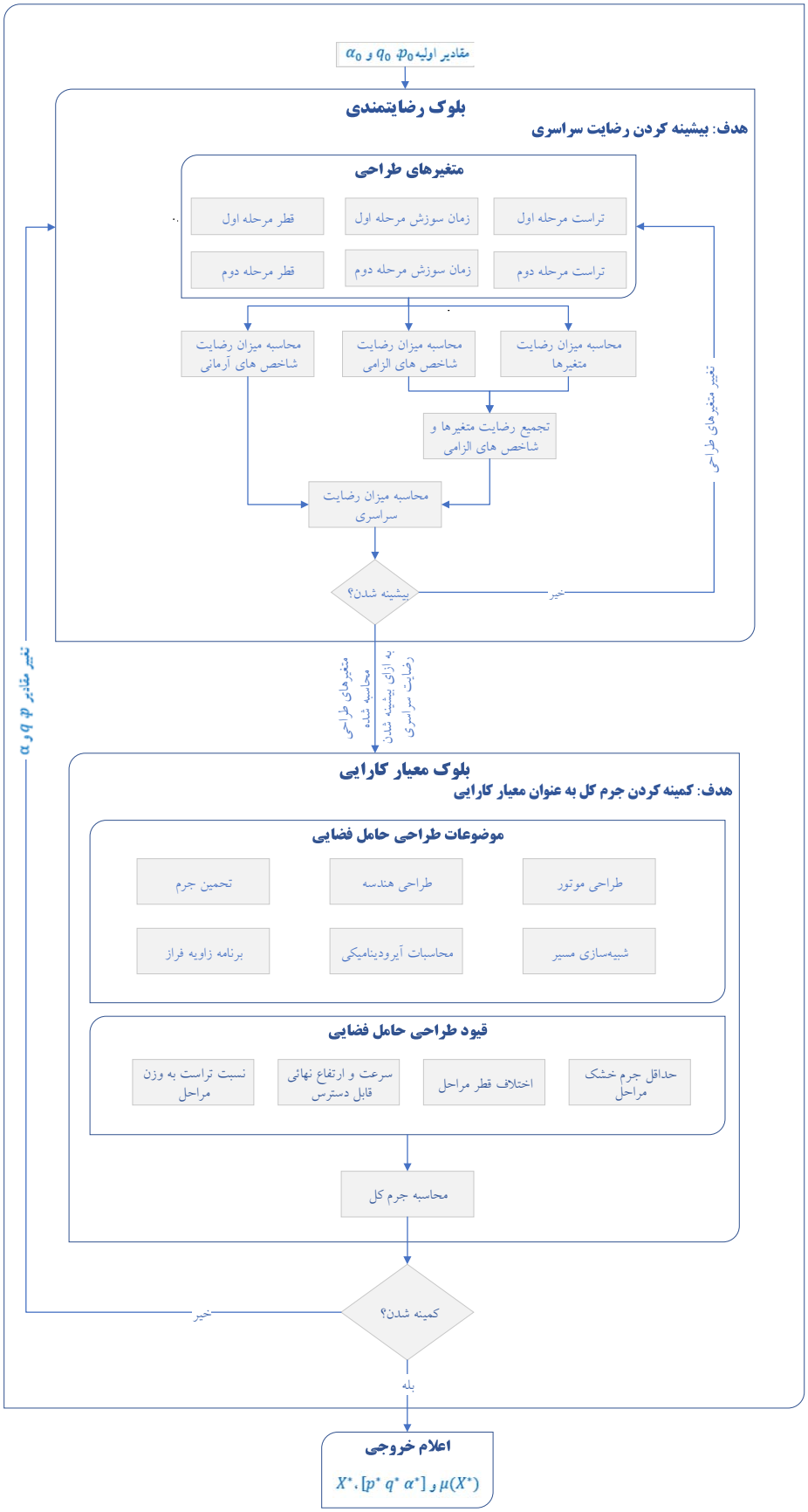
۱) تعیین دسترسی‌های مجاز طراحی برای متغیرها و تخصیص تابع رضایت برای هریک از آن‌ها.
۲) تعیین شاخص‌های الزامی و آرمانی و تخصیص تابع رضایت برای هر یک از آن‌ها.
۳) تعیین مقادیر p_0, q_0, α_0.
۴) بیشنه‌سازی مقدار رضایت سراسری از طریق تجمیع رضایت‌ها در چارچوب بهینه‌ساز درونی الگوریتم ژنتیک.
۵) تعیین مقادیر متغیر طراحی به‌ازای بیشینه‌شدن رضایت سراسری.
۶) محاسبه معیار کارایی (جرم حامل فضایی) از طریق مدل چندموضوعی طراحی حامل فضایی.
۷) آیا جرم محاسبه شده کمینه است؟ اگر جواب بلی است، فرآیند طراحی خاتمه می‌پذیرد؛ برو به ۱۰.
۸) اگر جواب خیر است؛ مقادیر p, q, α در یک چارچوب بهینه‌ساز بیرونی الگوریتم ژنتیک تغییر می‌کند.
۹) تکرار مراحل از ۴.
۱۰) پایان.

همچنین به‌منظور ارزیابی نتایج حاصل از رویکرد CPD، طراحی حامل فضایی به کمک روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی و در چارچوب AAO طبق رابطه (۱۷) نیز انجام شده است. شایان ذکر است که قیود درنظر گرفته شده برای فاز دوم روش CPD مشابه قیود لحاظ شده در رابطه (۱۷) می‌باشد.

پیاده‌سازی و ارائه نتایج

در این مسئله، طراحی حامل فضایی شامل چهار موضوع (شکل ۱) و شش متغیر طراحی تراست، زمان سوزش و قطر مراحل اول و دوم است. برای دریافت توضیحات کامل پیرامون مدل استخراج شده، خواننده به مرجع [۸] ارجاع داده می‌شود. دسترسی‌های مجاز طراحی (عدد مجاز تغییرات برای متغیرهای طراحی) در جدول ۱ ارائه شده است. هم‌چنین باتوجه به ترجیحات طراح/مشتری، تابع تخصیص داده شده برای رضایت هر متغیر طراحی در شکل ۳ نشان داده شده است. شاخص‌های الزامی به‌کار گرفته شده در فاز اول روش CPD عبارتند از: نسبت تراست به وزن مرحله اول، نسبت تراست به وزن مرحله دوم و اختلاف قطر مراحل که تابع رضایت آن‌ها در شکل ۴ آورده شده است.

$$
\begin{aligned}
&Minimize && \mathcal{W}(X)\\
&Subject\ to && |V_F - V_{desired}| \le 75 \ {}^{m}/_{s}\\
& && |h_F - h_{orbit}| \le 25 \ km\\
& && D_{s1} - D_{s2} \ge 0\\
& && m_{k1} \ge 3000\ kg\\
& && m_{k2} \ge 1550\ kg\\
& && 1.3 \le n_{01} \le 2.5\\
& && 0.5 \le n_{02} \le 2\\
& && \boldsymbol{X}^{min} \le \boldsymbol{X} \le \boldsymbol{X}^{max}
\end{aligned}
\qquad (۱۷)
$$



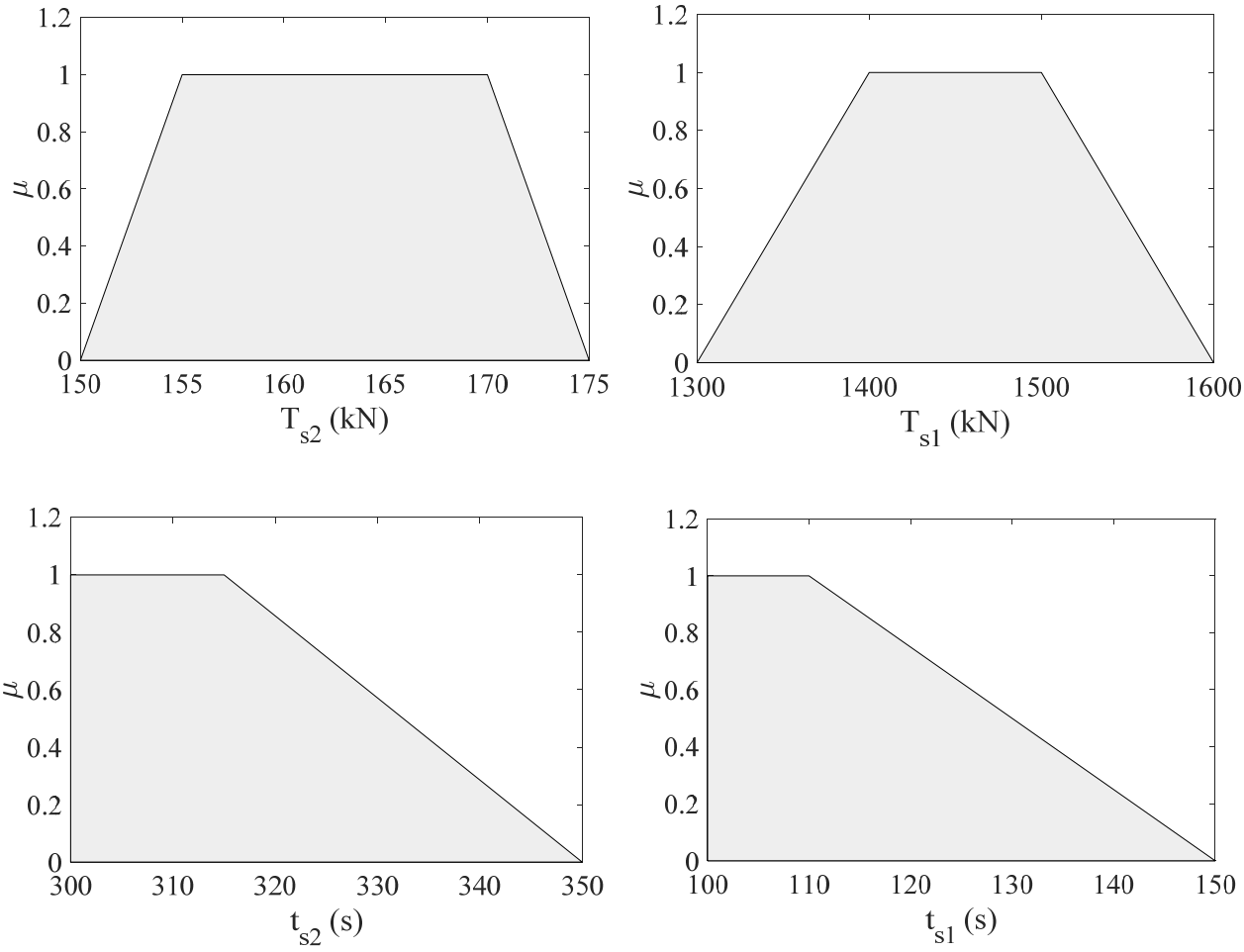
شکل ۲- روندنمای بکارگیری رویکرد جامع ترجیح‌محور (CPD) در طراحی سامانه حامل فضایی

جدول ۱- محدوده تغییرات متغیرهای طراحی

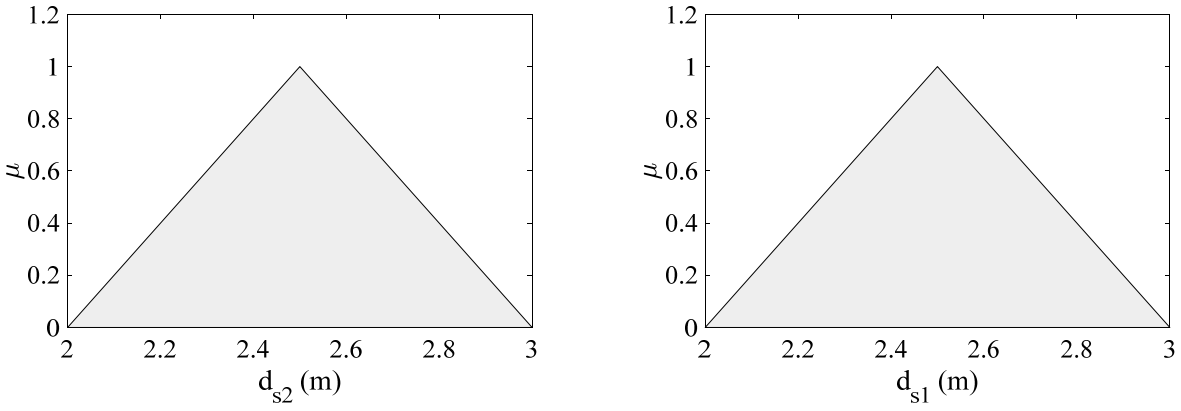
متغیر طراحی	محدوده طراحی
تراست مرحله اول (T_{s1})	۱۶۰۰–۱۳۰۰ (kN)
تراست مرحله دوم (T_{s2})	۱۷۵–۱۵۰ (kN)
زمان سوزش مرحله اول (t_1)	۱۵۰–۱۰۰ (s)
زمان سوزش مرحله دوم (t_2)	۳۵۰–۳۰۰ (s)
قطر مرحله اول (d_{s1})	۳–۲ (m)
قطر مرحله دوم (d_{s2})	۳–۲ (m)

بیشینه شدن عامل پرشدگی مراحل اول و دوم (که به‌صورت M_i/d_i^2 تعریف شده‌اند) نیز به‌عنوان دو شاخص آرمانی شیب مثبت و کمینه شدن ضربه کل تخمینی و اختلاف قطر مراحل نیز به‌عنوان دو شاخص آرمانی شیب منفی تعریف شده‌اند که توابع تخصیص رضایت آن‌ها در شکل ۵ آورده شده است. همان‌طور که پیش از این نیز گفته شد؛ روش CPD مشتمل بر دو بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک تودرتو بوده که پارامترهای آن‌ها در جدول ۲ ارائه شده است. همچنین پارامترهای الگوریتم ژنتیک استفاده شده برای طراحی حامل فضایی با رویکرد MDO(AAO) نیز که با هدف ارزیابی نتایج صورت گرفته، در جدول ۲ آورده شده است.

به‌منظور بررسی تاثیر کلاس‌های پارامتریک $\alpha q, p$ و برروی خروجی طراحی شامل رضایت سراسری، جرم کل سامانه و قیود سرعت مداری و ارتفاع پروازی، شکل ۶ ارائه شده است. در تولید این شکل‌ها، $p = 91.25$ فرض شده و تاثیر دو پارامتر دیگر یعنی αq و برروی خروجی‌های طراحی استخراج شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، تعیین این مقادیر که در حقیقت نحوه مصالحه طراح را برروی ترجیحات مختلف معین می‌کند، تاثیر بسیار زیادی برروی مشخصات و عملکرد حامل فضایی طراحی شده دارد.

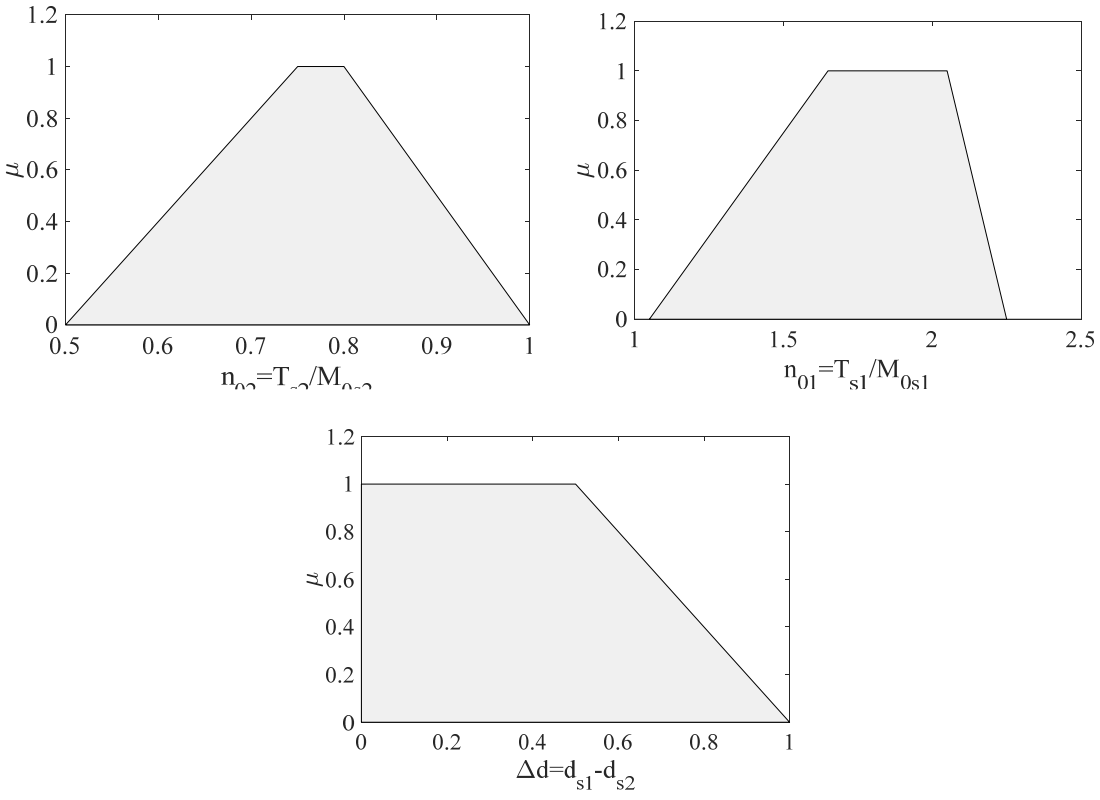


شکل ۳- تخصیص تابع رضایت برای متغیرهای طراحی

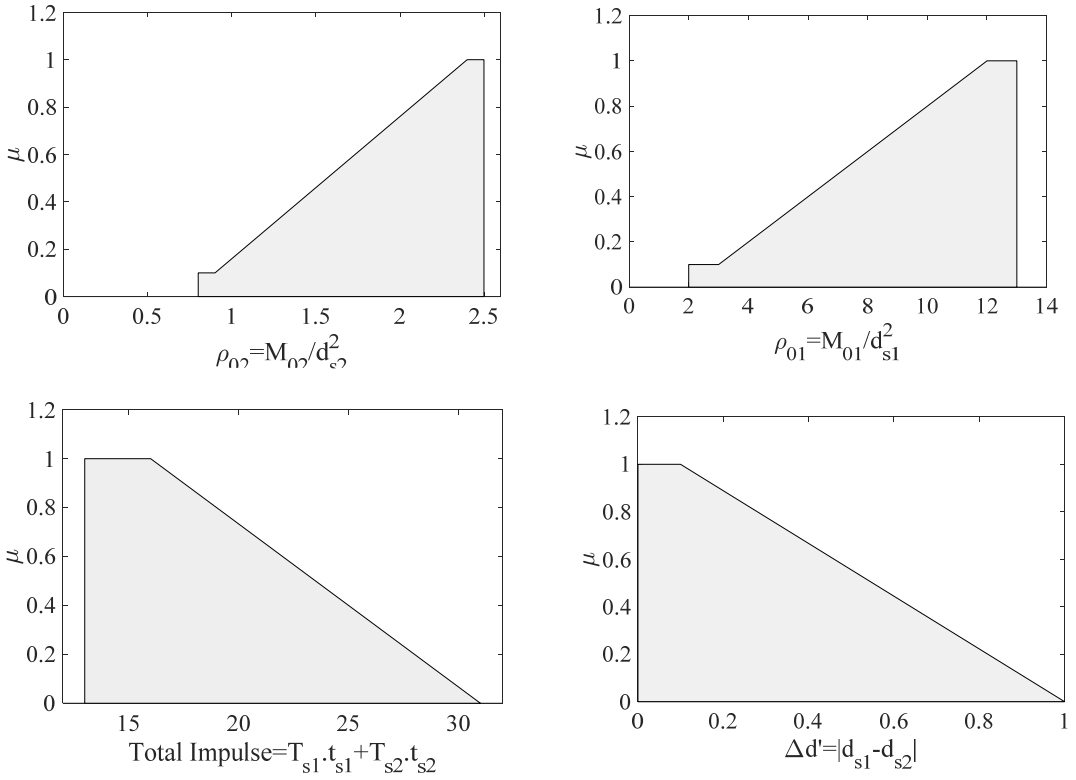


ادامه شکل ۳- تخصیص تابع رضایت برای متغیرهای طراحی

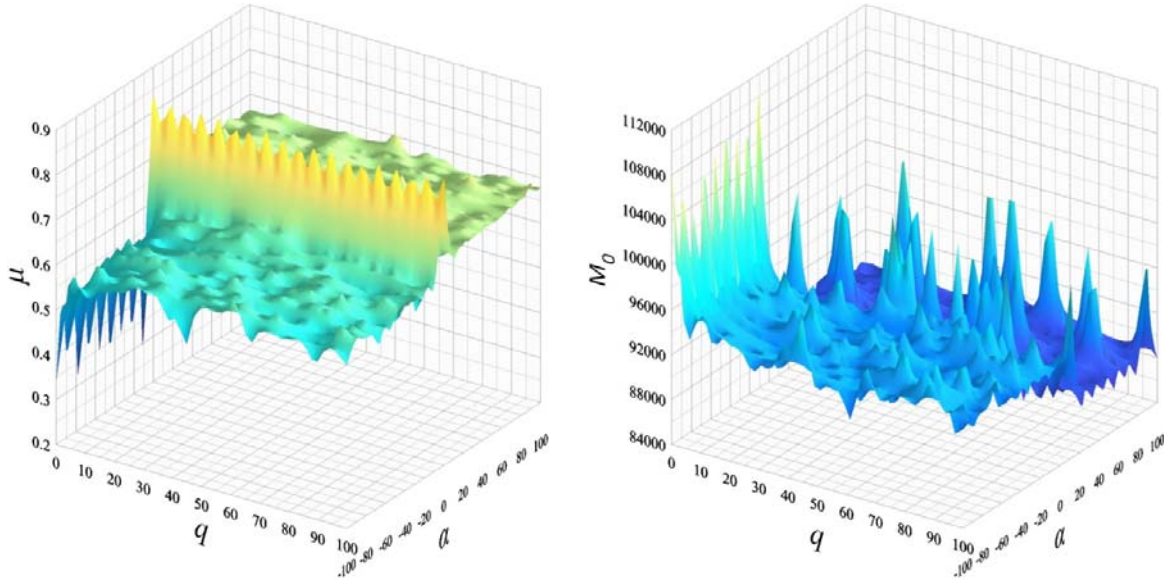
با این توضیحات، جدول ۳ نتایج حاصل از طراحی حامل فضایی با استفاده از دو رویکرد CPD و MDO (AAO) را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود؛ به‌رغم آن‌که جرم کل سامانه طراحی شده به روش MDO (AAO) از جرم کل سامانه طراحی شده به روش CPD کمتر است؛ ولی رضایت سراسری طرح استخراج شده با رویکرد CPD به مراتب بالاتر است. علت این امر آن است که به‌رغم افزایش جرم کلی سامانه، لحاظ‌کردن ترجیحات ذهنی طراح/ مشتری در قالب توابع تعلق فازی سبب شده که رضایت کلی طرح افزایش یابد. در حقیقت می‌توان گفت، بهترین مصالحه امکان‌پذیر برای استخراج طرح کلی یک حامل فضایی به‌نحوی که اولا همه شاخص‌های الزامی اجابت و شاخص‌های آرمانی نیز تا حد ممکن برآورده شوند و ثانیا معیار کارایی سیستم (جرم کل) نیز مینیمم شده و قیود طراحی نیز ارضا شوند، در قالب کلاس‌های پارامتریک $\alpha q,p$و استخراج شده به‌روش CPD است.



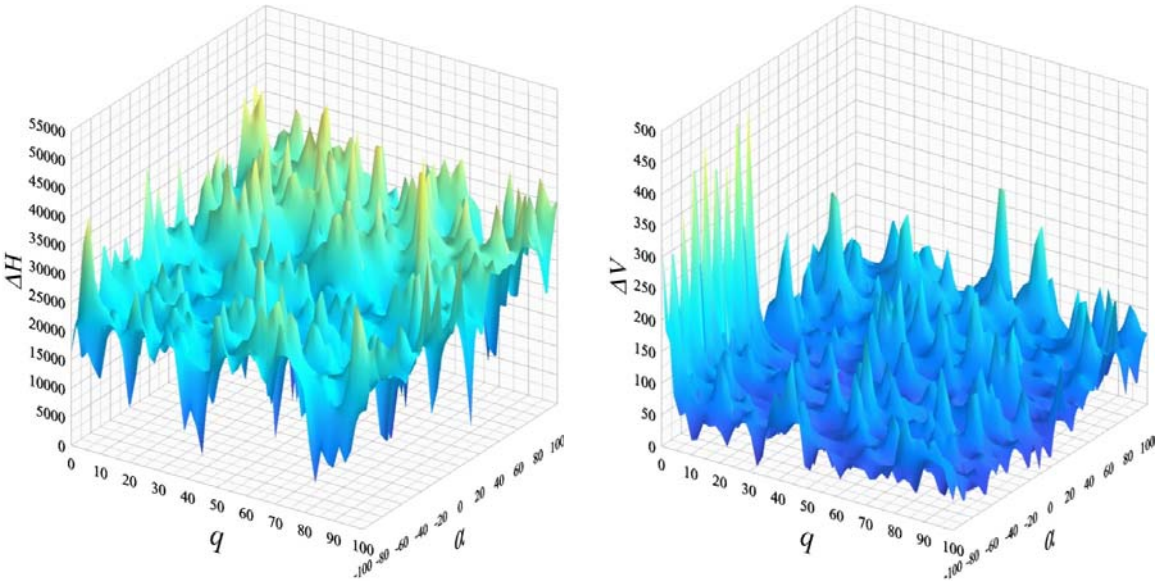
شکل ۴- تخصیص تابع رضایت برای شاخص‌های الزامی



شکل ۵- تخصیص تابع رضایت برای شاخص‌های آرمانی



شکل ۶- تأثیر کلاس‌های پارامتریک $\boldsymbol{\alpha q}$و بر رضایت سراسری، جرم کل و قیود ارتفاع و سرعت مداری



ادامه شکل ۶- تأثیر کلاس‌های پارامتریک αqو بر رضایت سراسری، جرم کل و قیود ارتفاع و سرعت مداری

جمع‌بندی

در این مقاله، به‌منظور طراحی همه‌جانبه یک حامل فضایی دو مرحله‌ای سوخت مایع به‌عنوان یک سیستم پیچیده و چندموضوعی، چارچوب نوین طراحی جامع ترجیح‌محور (CPD) معرفی گردید. این روش که می‌توان از آن برای طراحی کلیه سیستم‌های چندموضوعی استفاده کرد؛ از مفاهیم منطق فازی، مدل‌سازی‌های دینامیکی و بهینه‌سازی متاهیوریستیک بهره می‌گیرد تا از یک‌سو اولویت‌های و نگرش‌های طراح/مشتری را در فرآیند طراحی دخیل سازد و از سوی دیگر، پاسخی بهینه برای مسئله بهینه بیابد. استفاده از این رویکرد سبب ایجاد مزایایی از قبیل همگرایی بهتر، تعریف یک زبان مشترک میان طراحان زیرسیستم‌ها، استفاده از مدل دینامیکی سیستم جهت افزایش کارایی و قابلیت بهینه‌سازی مسائل طراحی چندهدفی ارائه گردید. استفاده از مفاهیم روش‌های طراحی تقریبی و ترکیب آن با تعاریف قالب در بهینه‌سازی مسائل چندهدفی از ویژگی‌های این روش است؛ همچنین الگوپذیری از روش‌های طراحی همزمان و تدوین یک ساختار کلی به‌نحوی که مسئله مورد مطالعه از لحاظ گوناگون مورد ارزیابی قرار گیرد، از دیگر مزایای این روش است.

با اعمال این رویکرد بر طراحی مذکور، حاملی طراحی گردید که نه‌تنها شاخص رضایت در آن بیشینه شد؛ بلکه مقدار جرم کلی آن نیز با کمترین اختلاف، بسیار نزدیک به مقدار به‌دست آمده در روش MDO با چارچوب AAO است.

جدول ۲- پارامترهای الگوریتم‌های ژنتیک مورد استفاده

پارامتر	CPD		AAO
	بیشینه‌ساز رضایت (μ)	کمینه‌ساز معیار کارایی (W)	کمینه‌ساز تابع هدف (W)
تعداد جمعیت	۱۰۰	۵۰	۵۹
احتمال تقاطع	۱	۱	۱
احتمال جهش	۰/۰۵	۰/۰۵	۰/۰۵
حداکثر نسل	۱۰۰۰	۱۰۰۰	۱۰۰۰
شرط توقف	۵۰ نسل بدون تغییر در بهینه	۵۰ نسل بدون تغییر در بهینه	۶۰ نسل بدون تغییر در بهینه
فاکتور پنالتی	----	۰/۵	۰/۵

جدول ۳- مقایسه حامل فضایی طراحی شده به دو روش MDO (AAO) و CPD

کمیت	حامل طراحی شده با رویکرد MDO (AAO)	حامل طراحی شده با رویکرد CPD
تراست مرحله اول (kN)	۱۳۵۰۰۰۰	۱۳۶۶/۱۳
تراست مرحله دوم	۱۶۵۷۳۰	۱۵۴۲۷۳

کمیت	حامل طراحی شده با رویکرد MDO (AAO)	حامل طراحی شده با رویکرد CPD
(kN)		
قطر مرحله اول (m)	۲/۹۷	۲/۵۵
قطر مرحله دوم (m)	۲/۹۷	۲/۵۵
زمان سوزش مرحله اول (s)	۱۱۲/۶	۱۱۵/۵۲
زمان سوزش مرحله دوم (s)	۳۱۹/۴۹	۳۱۴/۲۵۷
جرم پیشران مرحله اول (kg)	۶۰۱۲۰/۱	۶۲۴۱۷/۴
جرم پیشران مرحله دوم (kg)	۱۹۱۶۶/۸	۱۷۵۴۹/۵
نسبت تراست به وزن مرحله اول	۱/۵۷	۱/۵۹
نسبت تراست به وزن مرحله دوم	۰/۷۵	۰/۷۶
طول مرحله اول (m)	۱۴/۰۷	۱۷/۱۰
طول مرحله دوم (m)	۱۱/۷۴	۱۲/۲۱
جرم مرحله اول (kg)	۸۷۱۳۰/۳	۸۷۶۰۸/۱
جرم مرحله دوم (kg)	۲۲۳۵۴/۶	۲۰۶۰۶/۹
	-----	۹۱/۲۵
	-----	۰/۵۱
	-----	۱۷/۲
رضایت سراسری	۰/۰۵*	۰/۶۵

*مقدار رضایت سراسری در این حالت برحسب αq_p محاسبه شده در روش CPD استخراج شده است.

مراجع

[1] B. Cogan, *Systems Engineering - Practice and Theory*, Croatia: InTech Publication, 2012 .

[2] J. Roshanian, M. Ebrahimi, "Latin hypercube sampling applied to reliability-based multidisciplinary design optimization of a launch vehicle", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp.297-304, 2013.

[3] M. Mirshams, H. Karimi, H. Naseh, "Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD) Software, Based on Multi-Parameter Optimization Idea", *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 1, No. 2, 2008. (In Persian)

[4] R. Ullah, D.Q. Zhou, P. Zhou, M. Hussain and M. Amjad Sohail. "An approach for space launch vehicle conceptual design and multi-attribute evaluation." *Aerospace science and technology*, Vol. 25, No. 1, pp. 65-74, 2013.

[5] J. Roshanian, M. Ebrahimi, E. Taheri, A. A. Bataleblu, "Multidisciplinary design optimization of space transportation control system using genetic algorithm", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 4, pp. 518-529, 2014 .

[6] J. R. Martins, A. B. Lambe, "Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures", *AIAA journal*, Vol. 51, No. 9, pp. 2049-2075, 2013.

[7] C. Dupont, A. Tromba, S. Missonnier, "Multidisciplinary system optimisation on the design of cost effective space launch vehicle." *World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization,* Vol. 2017, 2017.

[8] M. Mirshams, J. Roshanian, S. Yadegari D., A. A. Bataleblu, "Launch vehicle collaborative robust optimal design with multiobjective aspect and uncertainties," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 11, pp. 339-350, 2016. (In Persian)

[9] S. M. Hashemi D., H. Darabi, J. Roshanian, "Comparison between traditional method (statistical method) and multidisciplinary optimization method (aao) in designing of a lightweight liquid propellant LV", *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 5, No. 1, 2012.

[10] N. F. Brown, J. R. Olds, "Evaluation of multidisciplinary optimization techniques applied to a reusable launch vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 6, pp. 1289-1300, 2006.

[11] R. Chhabra, M. R. Emami, "Aholistic approach to concurrent engineering and its application to robotics", *Concurrent Engineering*, Vol. 22, No. 1, pp. 48-61, 2014 .

[12] R. Chhabra, M. R. Emami, "A holistic concurrent design approach to robotics using hardware-in-the-loop simulation", *Mechatronics*, Vol. 23, No. 3, pp. 335-345, 2013.

[13] M. R. Emami, I. B. Türksen, A. A. Goldenberg, "A unified parameterized formulation of reasoning in fuzzy modeling and control", *Fuzzy sets and systems*, Vol. 108, No. 1, pp. 59-81, 1999.